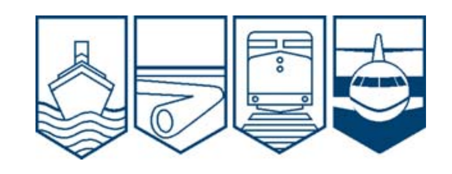
Bureau de la sécurité des transports du Canada

Transportation Safety Board of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A07P0209



RUPTURE DE L'ARBRE DE TRANSMISSION DU ROTOR DE QUEUE

DE L'HÉLICOPTÈRE BELL 214B1 C-FWQU EXPLOITÉ PAR BLACK TUSK HELICOPTERS À RAMSAY ARM (COLOMBIE-BRITANNIQUE) LE 2 JUILLET 2007



Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement dans le seul but de promouvoir la sécurité des transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales.

Rapport d'enquête aéronautique

Rupture de l'arbre de transmission du rotor de queue

de l'hélicoptère Bell 214B1 C-FWQU exploité par Black Tusk Helicopters à Ramsay Arm (Colombie-Britannique) le 2 juillet 2007

Rapport numéro A07P0209

Sommaire

L'hélicoptère Bell 214B1 (immatriculation C-FWQU et numéro de série 28029) exploité par Black Tusk Helicopters effectue des opérations d'hélidébardage depuis Ramsay Arm (Colombie-Britannique). Vers 8 h, heure avancée du Pacifique, l'hélicoptère se trouve en stationnaire à 200 pieds-sol et commence à soulever la onzième charge lorsque les deux pilotes entendent un grondement sourd venant de l'intérieur de l'appareil. Le pilote aux commandes interrompt immédiatement la manœuvre et largue la charge accrochée à l'élingue. Il repart ensuite en direction de l'aire de service située à proximité afin de faire rechercher la source du bruit. Quelque 20 secondes plus tard, alors que l'appareil se met en stationnaire haut à la verticale de l'aire de service, le grondement cesse, les voyants d'alarme de basse pression d'huile des deux boîtes de transmission du rotor de queue s'allument, et l'hélicoptère part rapidement en rotation à droite. Le pilote ne peut arrêter la rotation au palonnier et l'appareil effectue deux ou trois tours complets vers la droite. Le pilote ferme la poignée des gaz placée sur le collectif et essaie de se poser dans les arbres à proximité de l'aire de service. L'hélicoptère descend à la verticale et heurte plusieurs arbres avant de se poser brutalement sur le relief accidenté. Le pilote aux commandes, qui est assis en place gauche, est gravement blessé, tandis que le copilote ne subit que des blessures légères. L'hélicoptère est lourdement endommagé à l'atterrissage, mais il n'y a pas d'incendie. La radiobalise de repérage d'urgence se déclenche à l'impact et résiste à l'écrasement.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Pilotes

L'équipage possédait les licences et les qualifications nécessaires au vol conformément à la réglementation en vigueur. Les limites de temps de vol et de temps de service prévues dans la réglementation de Transports Canada étaient respectées, et les pilotes n'avaient pas participé récemment à un travail particulièrement pénible.

Le pilote aux commandes était un commandant de bord de Bell 214B1 expérimenté et qualifié, fort d'une expérience antérieure dans le transport de charges externes faisant appel aux techniques de vol par référence verticale (VREL)[1]. Il exécutait des missions de transport à l'élingue pour le compte de l'exploitant depuis plusieurs années. Il totalisait environ 17 000 heures de vol, dont quelque 4 000 sur type. Au moment de l'accident, il était le pilote en chef de l'entreprise.

Le copilote était novice dans les opérations de transport à l'élingue et il travaillait pour l'exploitant depuis une semaine. En tant que pilote non aux commandes, ses fonctions consistaient à enregistrer les heures de vol, le poids des charges et les paramètres moteur. Il volait à titre de pilote de sécurité afin de prendre de l'expérience.

Les pilotes ont respecté les procédures d'urgence du manuel de vol de giravion (RFM) approuvé par Transports Canada.

Conditions météorologiques

Les conditions météorologiques générales se prêtaient au vol selon les règles de vol à vue (VFR), et elles n'ont pas constitué un facteur dans l'accident.

Hélicoptère

L'hélicoptère accidenté, immatriculé C-FWQU, avait été construit en 1978. La société Black Tusk Helicopters (BTH) l'avait importé au Canada en 1995, alors qu'il avait accumulé 7 312 heures de service. Au moment de l'accident, l'appareil totalisait 17 537 heures de service. Les dossiers indiquent qu'il était certifié, équipé et entretenu conformément aux règlements et aux procédures en vigueur.

L'examen des dossiers récents de débardage a montré que la masse de l'hélicoptère n'avait pas dépassé les limites de charge externe certifiées. Des calculs effectués après l'accident ont révélé qu'au moment de l'accident la masse de l'hélicoptère était de 9 200 lb. La masse maximale certifiée pour le transport de charges externes est de 16 000 lb.

---

1 L'abréviation VREL désigne généralement les manœuvres de l'hélicoptère, souvent exécutées avec une élingue et un crochet, au cours desquelles le pilote aux commandes utilise la charge ou le crochet comme principal point de référence visuelle en vol stationnaire.

Examen après l'accident

L'examen de l'épave sur place a révélé qu'il y avait eu rupture de l'arbre n° 3 du groupe d'arbres de transmission du rotor de queue (TRDS) à 18 pouces en arrière du point d'accouplement avant, ce qui a entraîné la perte d'entraînement du rotor de queue. C'est alors que les voyants d'alarme de la boîte de transmission se sont allumés, que l'hélicoptère est parti en rotation rapide vers la droite et qu'il y a eu perte de maîtrise en direction.

Des rayures et des marques d'usure ont été décelées sur plusieurs sections de la partie supérieure de la poutre de queue, en dessous du TRDS. La poutre de queue s'était cassée en deux à l'impact, légèrement en avant de l'arbre cassé. (Voir la Photo 1 et la Photo 2.)



Photo 1. Épave du Bell214B1

Photo 2. Arbre de transmission du rotor de queue fracturé

Grondement

Il a été estimé que le grondement basse fréquence était d'environ 90 Hertz (Hz). Lorsque le régime du rotor principal est de 100 pour cent, le TRDS tourne à 4 988 tr/min, ce qui équivaut à une fréquence de 83 Hz. La fréquence du bruit entendu par les pilotes concorde avec un TRDS en rotation frappant contre la poutre de queue. Aucune vibration anormale n'a été ressentie dans la cellule ou dans les commandes de vol. Le bruit a cessé lorsque l'arbre s'est rompu.

Certification

L'hélicoptère Bell 214 a été présenté pour la première fois en 1970 comme une version améliorée des hélicoptères de combat militaires UH-1 et 309 King Cobra. Le premier Bell 214A de série a été construit en avril 1975 par Bell Helicopter Textron, Inc. (BHTI). La version civile (le Bell 214B « Big Lifter »), possédant une capacité de levage supérieure à n'importe quel autre hélicoptère civil monomoteur construit à l'époque, a été certifiée par la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis en janvier 1976. Sa production s'est limitée à 70 appareils. Cet hélicoptère été remplacé par le modèle Bell 214B1, lequel a fait l'objet d'une nouvelle certification faisant état d'une masse maximale interne inférieure fixée à 12 500 lb.

Le Bell 214ST appartient à la même famille d’hélicoptères, mais il est bien plus gros et il s’agit d’un biturbine.

Poutre de queue du Bell 214B1

La poutre de queue de l’hélicoptère accidenté avait été fabriquée par BHTI sous la référence 214-030-003-7. Le manuel des réparations structurales du Bell 214B1 fourni par de BHTI indique que le revêtement de la poutre de queue est constitué de feuilles d’alliage d’aluminium 2024-T3. Un examen des dossiers de maintenance n’a révélé aucun remplacement ni aucune révision de la poutre de queue.

Dommages à la poutre de queue

Jusqu’à l’impact au sol, la poutre de queue est restée solidaire de l’appareil. Sous le choc, elle s'est rompue à environ 36 pouces de l’extrémité avant (voir Photo 1). Tous les faciès de rupture correspondent à une surcharge et sont compatibles avec un violent impact au sol de la poutre de queue.

La partie supérieure de la poutre de queue a été fortement endommagée par l’arbre n° 3 du TRDS. Des dommages par rotation, qui n'ont pu survenir qu’avant la rupture de l’arbre, sont visibles en plusieurs endroits du revêtement de la poutre de queue, directement sous le TRDS, notamment au passage des cloisons et des nervures. L’arbre s'est rompu au niveau d’une cloison (voir le Jeu de photos 3). Les extrémités fracturées ont également provoqué des dommages par rotation à l’intérieur de la gaine du TRDS. Cela confirme qu’il y a eu des dommages avant et après la rupture de l’arbre. Les oscillations de l’arbre cassé à la sortie principale de la transmission ont entraîné un décalage réciproque avec l’arbre n° 2 (court) et ont causé des rayures et des perforations du revêtement de la poutre de queue et du fuselage situé juste en dessous.

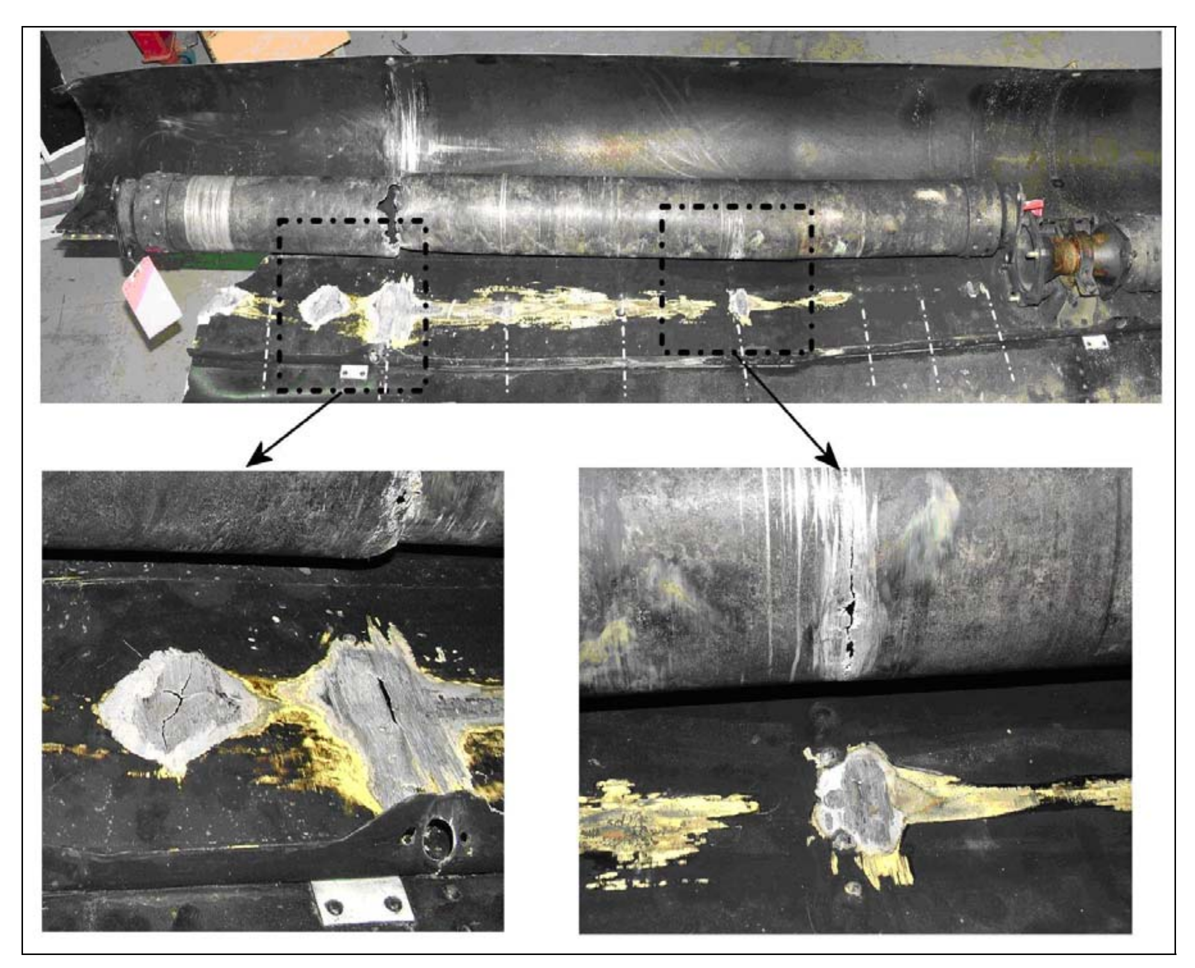


Photo 3. Dommage à la poutre de queue et au TRDS

Par ailleurs, des décolorations de la peinture sur le dessus de la poutre de queue ont été observées en différents endroits, lesquelles semblent avoir été provoquées par une chaleur intense. Une étude de la trajectoire des gaz d'échappement a montré que les gaz brûlants touchaient les endroits en question sur la poutre de queue.

Historique des modifications de la poutre de queue du Bell 214

En juin 1977, BHTI a publié le bulletin d'alerte en service (ASB) 214-77-8 pour les hélicoptères Bell 214B et B1. Il ordonnait l'inspection journalière du longeron avant de la dérive afin de déceler d'éventuelles criques, celles-ci étant à l'origine de la rupture en vol d'une dérive lors d'un travail à l'élingue.

En janvier 1978, BHTI a publié l'ASB 214-78-1 visant les hélicoptères Bell 214B et B1 ordonnant le replacement de l'embout en aluminium du longeron de la dérive par un embout en acier inoxydable. Cet ASB est à l'origine de la consigne de navigabilité (AD) 78-08-08 de la FAA sur le même sujet. Pour déterminer les mesures à prendre mentionnées dans l'ASB de 1978, BHTI avait conduit une étude des contraintes en vol. Celle-ci a montré que les contraintes aérodynamiques subies lors du transport de charges lourdes augmentaient la fatigue dynamique et diminuait la résistance à la fatigue de l'embout du longeron. BHTI n'a donné aucun renseignement au BST concernant l'étude (voir l'extrait ci-dessous intitulé « BHTI Policy

of Non-Disclosure of Vital Information » (Politique de non-divulgation des renseignements vitaux de BHTI). Par conséquent, le BST n'a pas eu accès aux renseignements portant sur cette étude et ses conclusions qui ont conduit aux modifications de la poutre de queue, en particulier celles sur les dommages thermiques et les contraintes dynamiques lors du transport de charges lourdes. BHTI a refusé de divulguer des renseignements en vertu de la réglementation des États-Unis d'Amérique visant le trafic international d'armes.

En novembre 1978, BHTI a publié le bulletin technique 214-78-18 concernant les hélicoptères Bell 214B et B1, lequel traitait du renforcement et de la réparation de la poutre de queue en réponse aux criques détectées sur les cloisons de certaines poutres de queue d'appareils en service. L'ajout de renforts et d'équerres a été utilisé comme méthode de réparation des cloisons déjà criquées. La poutre de queue de l'hélicoptère accidenté n'avait pas été modifiée de la façon indiquée dans ce bulletin, mais rien n'obligeait à ce qu'elle le soit.

BHTI était au courant des problèmes de déformations thermiques et de faiblesses structurales des poutres de queue du Bell 214. En octobre 1992, l'hélicoptériste a publié l'ASB 214ST-92-58 s'adressant à un modèle d'hélicoptère similaire, le Bell 214ST bimoteur, lequel demandait la modification de la poutre de queue pour empêcher les déformations thermiques du revêtement supérieur. Ces déformations avaient créé des points de contact entre l'arbre du rotor de queue et la poutre entraînant un balourd et des vibrations de l'arbre. Il est probable qu'un tel balourd allait entraîner une détérioration de l'arbre conduisant à sa rupture rapide et à une perte de maîtrise en direction.

La modification importante de la poutre de queue du Bell 214ST incluait le remplacement de certains éléments de structures d'appui et l'ajout de renforts au revêtement supérieur. Les endroits touchés par ces modifications sont situés sous la sortie des gaz d'échappement. Conçue pour accepter des contraintes plus élevées, la poutre de queue du Bell 214ST n'est pas identique à celle des Bell 214B et B1, mais elle est de mêmes dimensions et de construction très similaire.

L'AD 96-07-12 publiée par la FAA le 10 mai 1996 (toujours pour le Bell 214ST) constitue une autre indication de l'importance des contraintes dynamiques subies par la poutre de queue des Bell 214. En bref, cette AD exigeait l'inspection récurrente à la recherche de criques dans la poutre de queue jusqu'à l'exécution des modifications. Ces modifications avaient pour but de prévenir :

- les criques dans la poutre de queue;
- la rupture structurale de la poutre de queue;
- la perte de maîtrise subséquente de l'hélicoptère.

L'AD portait aussi sur l'installation de renforts et d'épaulements dans la poutre de queue et le remplacement du cadre de la trappe de visite par un cadre plus résistant.

Problèmes structuraux de la poutre de queue du Bell UH-1

En 2004, les militaires américains se sont rendu compte de problèmes structuraux causés par les températures élevées auxquelles sont soumises les poutres de queue d'hélicoptères similaires au Bell 214B civil. Ils ont adopté un programme de changements opérationnels et de modifications structurales en vue de résoudre ces problèmes[2]. Des problèmes de structure de la poutre de queue avaient notamment été rencontrés lors des essais de mise au point des hélicoptères bimoteurs Bell AH-1Z et UH-1Y au début de 2004. Le programme d'essais avait été suspendu à cause de la diminution de la résistance structurale de certains éléments de la poutre de queue engendrée par l'augmentation de la température des gaz d'échappement et de l'importance des contraintes et des couples subis par la poutre de queue.

L'article du NTIAC relate, en partie ce qui suit :

> [Traduction]
> La masse maximale plus élevée des modèles Y et Z, à laquelle s'ajoute une transmission améliorée, permet aux moteurs de fonctionner à un rendement optimal, ce qui se traduit par une plus grande puissance accompagnée d'une augmentation de la température des gaz d'échappement, des contraintes et des couples. La température plus élevée des gaz d'échappement en contact avec la poutre de queue a entraîné un affaiblissement du métal, appelé recuit, plus important que prévu.
>
> Suite à un examen détaillé des données et de la conception, les appareils ont été remis en service avec des masses maximales réduites. En outre, ils font l'objet d'une modification temporaire de la poutre de queue visant à rétablir le domaine de vol initial. Cette modification consiste en un renforcement du revêtement et de la structure de la poutre de queue afin de restaurer les caractéristiques de résistance à la chaleur d'origine.

Par la suite, BHTI a mis au point une cellule améliorée afin de régler la cause du problème en déviant les gaz d'échappement de la poutre de queue, diminuant ainsi les effets thermiques. Aucune modification semblable n'a été prévue pour le Bell 214B civil.

BHTI était au courant des problèmes de structure des poutres de queue des Bell 214B et B1 depuis 1978. Au moment de la rédaction du présent rapport, la flotte mondiale comptait environ 30 appareils de ce type, dont 4 au Canada. Ces derniers étaient semble-t-il les seuls affectés à des opérations d'hélidébardage. BHTI n'a pas l'intention de modifier la conception ni de fabriquer des nouveaux composants d'échappement ou de poutre de queue.

---

2 Bulletin 29, n° 1, avril 2004, du NTIAC (Non-Destructive Testing Information Analysis Center [Centre d'analyse des renseignements sur les essais non destructifs]).

Examen de la poutre de queue défaillante

En raison des traces suggérant une surchauffe du revêtement supérieur de la poutre de queue, quatre échantillons de bonnes dimensions ont été découpés, deux à l'endroit suspecté d'avoir été soumis à la chaleur et deux à un endroit intact. Les échantillons ont été examinés et analysés par le Laboratoire technique du BST et les résultats sont consignés dans le rapport LP 067/2007.

Les échantillons montraient des altérations importantes : la résistance à la traction à température ambiante n'était que de 83 p. cent de la valeur nominale, et la conductivité était altérée. Ces résultats correspondent à une exposition prolongée à des températures élevées.

Les alliages d'aluminium des séries 2024 ont des caractéristiques qui tendent à se dégrader à haute température. Par exemple, la limite d'élasticité de ces alliages diminue sous l'effet de la chaleur, comme le montre la Figure 1. De plus, la durée d'exposition a des effets cumulatifs qui réduisent encore la limite d'élasticité. Outre la limite d'élasticité, l'exposition à des températures élevées réduit également le coefficient d'élasticité, c.-à-d. la rigidité. Par exemple, entre 400 et 499 °F (de 204 à 259 °C), soit les températures mesurées lors des essais, le coefficient d'élasticité est tombé à 81 p. cent environ de sa valeur nominale à température ambiante.

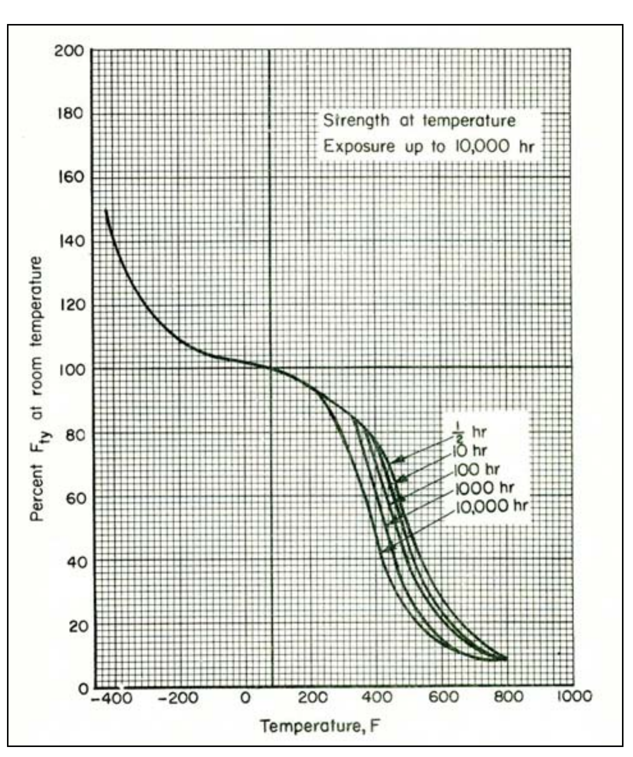


Figure 1. Effets de la température sur la limite d'élasticité à haute température des alliages 2024-T3 et T4 (Réf : MIL-HDBK-5) *Ce document n'existe as en français.*

Au moment de l'accident, C-FWQU totalisait plus de 17 500 heures de service, avec semble-t-il la poutre de queue d'origine. Quoi qu'il en soit, la poutre de queue avait certainement accumulé au moins 10 200 heures depuis l'importation de l'appareil au Canada en 1995. Il est intéressant de noter que son revêtement supérieur montrait une limite d'élasticité réduite aux mêmes endroits que ceux ayant fait l'objet de plusieurs modifications sur les différents modèles de Bell 214.

Les poutres de queue des appareils civils et militaires peuvent être altérées de façon similaire par la chaleur des gaz d'échappement, indépendamment de la motorisation, mono ou bimoteur. Les ruptures structurales de poutres de queue qui ont conduit à la publication d 'ASB et à des modifications de conception chez les militaires américains laissent penser que la conception desdites poutres n'offre pas une protection suffisante contre la chaleur élevée des gaz d'échappement, en particulier en cas de vol en stationnaire par référence verticale à puissance élevée. Le BST n'a pas eu accès aux renseignements sur la conception de la structure des poutres de queue.

Essais de température menés sur le terrain par le BST – Poutre de queue

Suite aux résultats préliminaires du BST concernant la faiblesse du revêtement de la poutre de queue, des essais de contrôle des températures ont été effectués sur le terrain. Des témoins thermiques ont été collés aux mêmes endroits sur la poutre de queue de trois Bell 214B1 effectuant des vols par référence verticale en Colombie-Britannique. Les résultats ont été consignés par le personnel de maintenance sur place. Les essais ont montré que la poutre de queue était constamment soumise à des gaz d'échappement dont les températures allaient de 204 à 259 °C (400 à 499 °F) aux endroits coïncidant aux marques de peinture brûlée sur la poutre de queue de l'hélicoptère accidenté. La Photo 4 montre la trajectoire des gaz d'échappement s'écoulant sur la poutre de queue.



Photo 4. Trajectoire des gaz d'échappement en stationnaire (source : Black Tusk Helicopters)

Groupe d'arbres de transmission du rotor de queue du Bell 214B1 (TRDS)

Sur le Bell 214B1, le TRDS comprend six arbres distincts, dont cinq sont identiques. L'arbre n° 2 est plus court que les autres. Les cinq arbres identiques sont interchangeables[3] et portent normalement la référence 214-040-622-005 et un numéro de série unique gravé ou estampé sur chacun d'entre eux. Les arbres sont normalement numérotés de 1 à 6, le premier étant à la sortie de la boîte de transmission principale et le dernier sur le pylône de la poutre de queue (voir la Figure 2). Les arbres sont usinés par BHTI à partir de tubes d'aluminium bruts. Les disques d'accouplement sont rivetés aux extrémités des arbres.

---

[3] Les cinq arbres sont identiques, sous réserve de la modification détaillée dans le bulletin technique 214-83-41 de BHTI du 20 juin 1983 portant sur la suppression de l'accouplement réglable des arbres de transmission du rotor de queue).

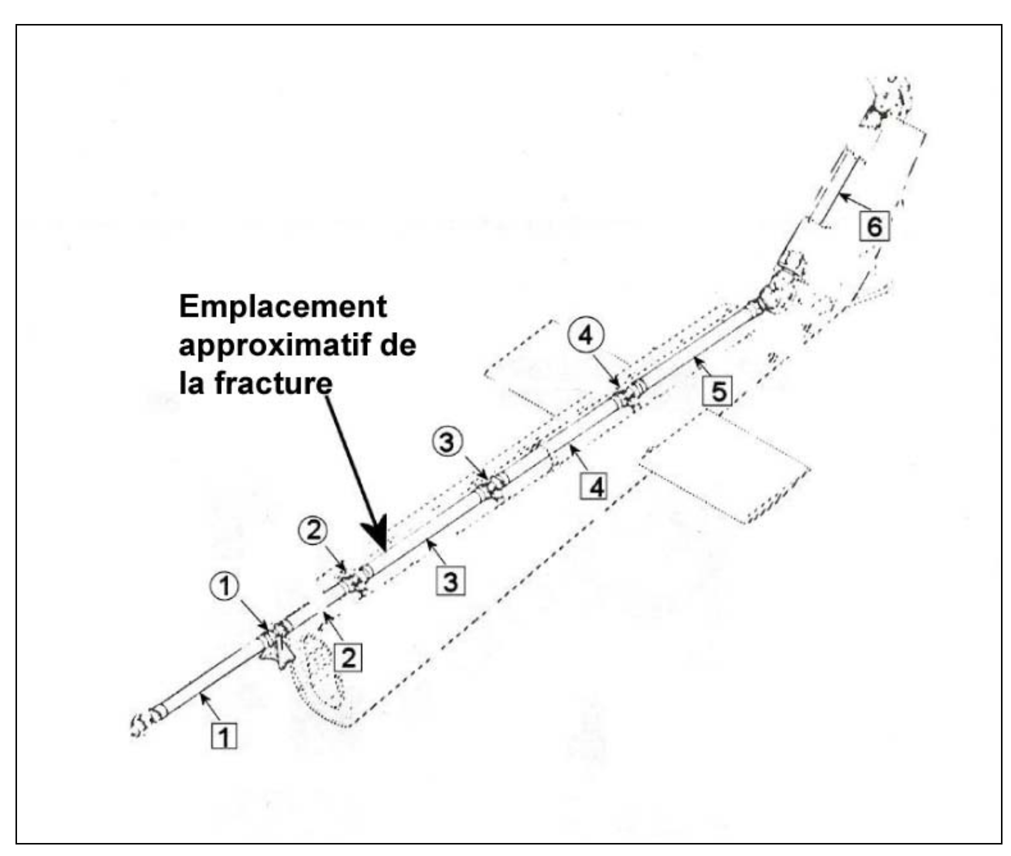


Figure 2. Poutre de queue montrant les différents arbres

D'après l'analyse du Laboratoire technique du BST, l'alliage était sans doute du 2024-T3 ou T4. Les arbres sont reliés aux accouplements par des raccordements Thomas et supportés par des paliers suspendus montés sur le dessus de la poutre de queue. L'équilibrage dynamique nécessaire de chaque arbre est exécuté uniquement par BHTI, soit au moment de la construction, soit à l'occasion d'une réparation. Lorsqu'un arbre est rééquilibré ou réparé, il conserve le même numéro de série.

Vérification selon état du TRDS

Conformément à la procédure permise par le fabricant et approuvée par Transports Canada, les arbres du rotor de queue de C-FWQU étaient soumis à une vérification selon état. Cela signifiait que les pièces n'avaient pas de limite de durée de vie. Leur état de fonctionnement était basé sur leur état du moment. Une évaluation était faite par les techniciens d'entretien d'aéronef (TEA) qualifiés à l'emploi de l'exploitant deux fois par jour pendant les opérations d'hélidébardage. Leur évaluation consistait en un examen visuel des arbres visant à déceler des marques ou des rayures dépassant les tolérances de dommages mineurs établies par BHTI et conformément aux instructions du manuel BHT-214B-CR&O-1, section 66-116D, Inspection – Tail Rotor Driveshaft (Inspection – Arbres du rotor de queue), et section 66-116E, Repair – Tail Rotor Driveshaft (Réparations – Arbres du rotor de queue).

Les arbres étant soumis à une vérification selon état, les fiches d'antécédents des pièces d'aéronef traditionnellement utilisées au Canada n'avaient pas été établies, ce qui ne contrevenait pas à la réglementation canadienne. Par conséquent, les antécédents des arbres n'ont pas été consignés. Un historique partiel des divers arbres a pu être établi selon les souvenirs du personnel et les fiches de certification techniques.

L'arbre portant la référence 214-040-622-005 est une pièce soumise à une vérification selon état lorsqu'il est monté sur des hélicoptères civils Bell 214B, 214B1 et 214ST. Par contre, sur les équivalents militaires, il a une durée de vie limitée. Ainsi, lorsque BHTI fournit un arbre neuf à un client civil, il joint automatiquement une fiche de composant Bell. Il informe ses clients civils que cette fiche n'est pas obligatoire pour consigner les heures, mais qu'elle peut être utile pour noter la maintenance faite sur l'arbre, particulièrement lorsqu'il doit être rééquilibré.

Antécédents de l'arbre n° 3

Dans le présent accident, le segment du TRDS qui s'est rompu est l'arbre n° 3, à l'emplanture de la poutre de queue. Il portait le numéro de série A-643A donné à l'usinage. Les antécédents de l'arbre ne sont connus que depuis l'importation de C-FWQU au Canada en 1995, alors que l'appareil totalisait 7 312 heures. D'après l'examen des livrets techniques, rien n'indiquait que l'arbre avait été remplacé avant 1995. L'arbre A-643A a accumulé 2 670 heures de service de plus sur C-FWQU avant d'être déposé en octobre 1997 en raison d'un déséquilibre apparent.

En janvier 1998, BTH a expédié l'arbre à l'atelier de BHTI au Texas, demandant de l'inspecter et de le rééquilibre au besoin. En juillet 1998, BHTI a fait une inspection technique préliminaire et n'a trouvé aucun balourd mais a décidé de faire une seconde inspection. Celle-ci a révélé deux problèmes : la présence d'une rainure sur l'épaulement d'un des disques d'accouplement et des piqûres de corrosion superficielle décrites comme « rudes au toucher ». Il n'y a aucune trace d'évaluation ou de réparation selon les instructions du manuel de réparation et révision des pièces (CR&O) de BHTI, sections 66-116D ou 66-116E. Par conséquent, BHTI a déclaré l'arbre défectueux et l'a indiqué par courriel à BTH. L'arbre a été retourné à la compagnie en août 1998.

L'arbre A-643A est resté en quarantaine chez BTH jusqu'en août 2002, puis il a été expédié chez Transwest Helicopters (TWH) à Chilliwack (C.-B.), accompagné d'un arbre identique (A336). À l'époque, TWH était un atelier d'entretien agrée par BHTI et exploitait également une flotte de trois hélicoptères Bell 214B1. TWH est un atelier de maintenance, de réparation et de révision (MRO) autorisé et qualifié pour le Bell 214, et l'entreprise dispose d'un banc d'essai de Honeywell pour le moteur Lycoming T55-08D, avec une licence exclusive de fabrication du moteur. TWH a fait un examen indépendant de l'arbre A-643A selon les instructions approuvées d'inspection et de réparation du manuel CR&O, sections 66-116D et 66-116E. L'arbre a été déclaré en bon état de fonctionnement. Par la suite, TWH l'a monté sur l'un de ses hélicoptères qui a accumulé environ 500 heures en sept mois sans problème.

L'arbre a été déposé de l'hélicoptère de TWH en mars 2003 et rendu à BTH comme pièce en état de fonctionnement. La fiche de certification technique de TWH comportait le numéro de série « A643A ». Une fiche de certification technique signifie que la pièce en question est en état de fonctionnement selon les normes de navigabilité en vigueur.

En mai 2003, BTH a monté l'arbre sur C-FWQU, où il est resté jusqu'à l'accident, totalisant 3 300 heures supplémentaires de plus en 45 mois. Au moment de cette dernière installation, le numéro de série « A6431A » avait été consigné par erreur sur la fiche de certification technique de BTH; le numéro gravé sur l'arbre étant quant à lui demeuré inchangé.

Un examen des autres fiches de certification technique a montré qu'il s'agissait d'une erreur de transcription isolée en raison de l'écriture de l'employé. Le numéro de série a été changé par inadvertance, mais la continuité des dossiers de service de l'arbre n'a pas été interrompue au Canada. En bref, cet arbre en particulier avait accumulé au moins 6 500 heures de service.

Procédures d'inspection des TRDS

Les sections 66-116D et 66-116E du manuel CR&O de BHTI concernant le Bell 214B dictent les mesures à suivre pour inspecter les arbres du TRDS et donnent les tolérances acceptables des dommages. Ces deux sections décrivent en particulier les deux endroits, A et B, où les profondeurs maximales acceptables pour les rayures, coups et éraflures sont différentes. Les instructions dictent également les étapes à suivre pour inspecter, évaluer et réparer les arbres, ainsi que le procédé pour ôter la corrosion et les piqûres et restaurer éventuellement la couche anodisée. En outre, BHTI a publié d'autres ouvrages de référence traitant de l'évaluation de la corrosion, comme le manuel CSSD-PSE-87-001, chapitre 15-3(3)a) - Surface Corrosion and Pitting (corrosion et piqûres de surface) et le manuel BHT-ALL-SPM chapitre 3-8 - Corrosion Removal - Aluminium Parts (élimination de la corrosion sur les pièces en aluminium).

En tant qu'atelier de service à la clientèle agréé par BHTI, TWH possède le matériel et l'expertise voulus pour faire les examens et les tests dynamiques des arbres des rotors de queue, mais cette entreprise n'est pas autorisée à en faire l'équilibrage et rien n'indique qu'elle en a fait. Dans la pratique, TWH avait l'habitude de relever les défauts d'équilibrage mineurs sur certains arbres, de les consigner en conséquence et d'éliminer les vibrations du TRDS et de la poutre de queue par un alignement rigoureux.

Dommages antérieurs de l'arbre n° 3

Au cours de l'enquête, le BST a pris connaissance d'un incident similaire survenu en 2001 mettant également en cause l'arbre n° 3 d'un autre Bell 214B1 canadien à Nakusp (C.-B.). Dans ce cas-ci, le pilote avait signalé un fort grondement lors du soulèvement d'une charge à l'élingue. Il avait interrompu le travail et il était retourné se poser sur l'aire de service sans autres problèmes. L'inspection de l'arbre, qui était encore intact, avait révélé des traces de frottement par rotation approximativement au même endroit que sur l'arbre de l'appareil accidenté, ainsi que la présence d'un trou de deux pouces dans la partie supérieure de la poutre de queue résultant d'un phénomène d'abrasion. L'arbre avait été remplacé, la poutre de queue réparée et l'hélicoptère remis en service. L'incident n'avait pas fait l'objet d'investigations plus poussées et la cause est restée inconnue.

Examen du TRDS par le BST

La partie cassée de l'arbre était visiblement décolorée par rapport aux autres parties situées plus loin de l'échappement. Des échantillons ont été découpés sur l'arbre cassé et, à des fins de comparaison, sur un autre arbre sans traces de dommages thermiques. Les échantillons ont été examinés et analysés par le Laboratoire technique du BST et les résultats sont consignés dans le rapport LP 067/2007. Seules une faible altération de conductivité et une faible diminution de la limite d'élasticité et de la résistance à la traction ont été détectées.

Essais de température menés sur le terrain par le BST – TRDS

Les essais de contrôle des températures du BST ont montré que la poutre de queue était constamment exposée à des gaz d'échappement dont la température allait de 204 à 259 °C (400 à 499 °F), mais aucun essai n'a été fait sur les divers arbres. Le TRDS étant sensible à un défaut d'équilibrage, les témoins thermiques n'ont pas été utilisés sur les arbres et la mesure des températures en fonctionnement normal n'a pu être obtenue.

Les différents témoins thermiques de la poutre de queue montraient que la température du revêtement supérieur à l'intérieur de la gaine du TRDS (d'après les témoins placés à l'intérieur, à proximité de l'arbre) était inférieure à la température du revêtement à l'extérieur de la gaine. Les tests métallurgiques du TRDS laissent supposer que l'arbre est moins exposé à la chaleur que la poutre de queue. Le TRDS était néanmoins soumis à la chaleur des gaz d'échappement, même si les températures étaient moins élevées que sur le revêtement la poutre de queue. Cette exposition a pu contribuer à la rupture de l'arbre. Les renseignements techniques concernant les arbres du rotor de queue n'ont pas été fournis par BHTI.

Transport de charges externes par référence visuelle verticale

Les manœuvres effectuées par « référence visuelle verticale » (VREL) désignent généralement les manœuvres d'un hélicoptère, souvent doté d'une longue élingue et d'un crochet, où le pilote se sert de la charge ou du crochet comme point de référence principal pour le vol en stationnaire, par opposition aux techniques conventionnelles avec plusieurs points de référence et la vision périphérique. De façon générale, dans la plupart des hélicoptères, cette technique demande au pilote de se pencher par la fenêtre ou la porte du poste de pilotage, laquelle est souvent dotée d'une fenêtre bulle pour protéger le pilote du déplacement d'air et du bruit (voir la Photo 5).

Sur les hélicoptères utilisés en VREL, comme le Bell 214 et le Sikorsky S-61, les dimensions du poste de pilotage et la largeur du fuselage demandent au pilote de se pencher fortement à l'extérieur de façon à voir l'élingue et la charge sous l'appareil. Comme il lui est physiquement impossible d'adopter cette position avec les bretelles du harnais de sécurité, très souvent, le pilote ne porte que la ceinture sous-abdominale. Dans les hélicoptères spécialisés dans les opérations VREL, les bretelles de sécurité sont souvent attachées de façon presque permanente derrière le dossier du siège pour les empêcher de gêner le pilote ou de nuire au déplacement des commandes.

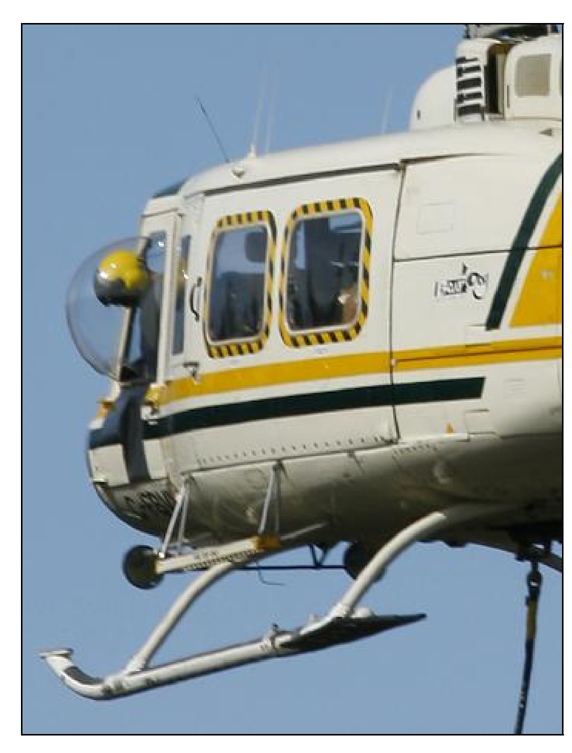


Photo 5. Fenêtre bulle pour le vol par référence verticale (source : magazine Vertical)

Contraintes structurales – Vols VREL

En général, la technique de vol par référence verticale sur hélicoptère de transport lourd demande parfois des déplacements rapides et importants des commandes. L'appareil est constamment soumis à des changements d'assiette plus importants qu'en vol en palier normal. De plus, les sollicitations sur le moteur et la transmission, en passant plusieurs fois du ralenti au plein régime pendant le levage et le largage de la charge, imposent des contraintes importantes et un nombre de cycles élevés sur les éléments critiques, notamment sur l'arbre du rotor de queue et la structure de la poutre de queue. Le Bell 214 a été mis en marché comme « hélicoptère de transport lourd » et a acquis la réputation d'un appareil approprié à ce travail exigeant dans l'ensemble de ce secteur d'activité. Il était également bien connu que la poutre de queue du Bell 214 se vrillait et se tordait au levage d'une charge lourde et que le revêtement de la poutre se ridait et se déformait nettement lors d'une sollicitation importante du rotor de queue. La poutre de queue semblait être le point faible de ce modèle depuis le début, avec plusieurs AD, ASB et autres modifications portant sur la détection et la réparation des déformations et des criques de la poutre de queue qui se sont révélées par une utilisation en service dans les opérations prévues à l'origine.

Résistance à l'impact et possibilités de survie

L'impact a été violent, la cellule a été lourdement endommagée et le volume habitable de la cabine a été nettement comprimé (voir la Photo 6).

Le poste de pilotage a également été écrasé, le côté gauche ayant été beaucoup plus endommagé que le côté droit. C'est à cause de cette répartition des dommages que le pilote assis en place gauche a été grièvement blessé alors que le copilote n'a été que légèrement blessé.



Photo 6. Cabine écrasée

Le commandant de bord est resté attaché à son siège pendant l'impact et a été blessé par la dislocation et l'écrasement du poste de pilotage autour de lui. Il portait un casque de vol et sa ceinture sous-abdominale, mais pas les bretelles du harnais, pourtant disponibles. Les bretelles pendaient derrière le dossier du siège. Il ne portait pas ses bretelles de sécurité, car elles l'empêchaient de se pencher à l'extérieur pour voir la charge au bout de l'élingue. Le copilote était attaché à son siège et portait le harnais complet avec la ceinture et les bretelles, mais il n'avait pas de casque.

Les dommages au casque du pilote résultant de l'impact montrent que le casque a protégé le pilote de blessures plus graves à la tête (voir la Photo 7). S'il avait pu porter ses bretelles, ses blessures auraient certainement été moins graves.



Photo 7. Dommages au casque du pilote

Au Canada, les exploitants d'hélicoptères admettent que le port du casque de vol a souvent évité des blessures graves à la tête lors d'impacts au sol, et que les avantages du point de vue de la sécurité dépassent largement les inconvénients et l'inconfort. Plusieurs exploitants canadiens encouragent fortement leurs pilotes ou les obligent à porter leur casque de vol dans la plupart des conditions d'exploitation, y compris dans le travail aérien et le transport de passagers. La Garde côtière canadienne exige le port du casque et en fournit à tous ses pilotes d'hélicoptère.

Bretelles de sécurité du pilote

Les dispositifs de sécurité ordinaires des sièges de la plupart des hélicoptères sont mal adaptés au vol par référence verticale. Le transport à l'élingue de charges externes selon les techniques de vol par référence verticale est une pratique courante à travers le monde, particulièrement au Canada. La plupart des hélicoptères ne sont pas conçus pour ces techniques de vol et la certification du transport de charges externes ne les prend pas en ligne de compte.

En 1997, dans un accident mettant en cause un Sikorsky S-61 près de Stave Lake (C.-B.), le copilote est mort écrasé par l'hélicoptère qui a roulé sur lui alors que les forces d'impact n'étaient pas mortelles (rapport du BST A97P0094). Le copilote en question portait la ceinture sous-abdominale de son harnais, mais les bretelles ont été trouvées détachées. Il a été établi qu'il aurait été mieux maintenu en place sur son siège, et que ses blessures auraient été moins graves, s'il avait porté ses bretelles de sécurité.

L'analyse de la dynamique d'écrasement d'un hélicoptère rédigée par Coltman[4] montre que parmi les occupants victimes d'un écrasement d'hélicoptère, 34 p. cent de ceux qui ne portent que la ceinture sous-abdominale subissent des blessures graves, alors que seulement 9 p. cent de ceux qui portent le harnais complet sont gravement blessés.

Les enquêtes et les recherches menées par le BST sur les accidents ont systématiquement montré que le port des bretelles réduisait ou prévenait de façon efficace les blessures en cas de forces d'impact modérées. Il est probable que le port des bretelles dans l'accident de ce Bell 214B1 aurait réduit la gravité des blessures du pilote, mais d'une façon générale, les pilotes volant par référence verticale sans porter les bretelles de sécurité est un sujet de préoccupation. Sachant que cette activité exige la liberté de mouvement du haut du corps, le rejet généralisé du port des bretelles dans leur configuration actuelle est pratiquement inévitable. Il est aussi possible qu'un pilote volant régulièrement sans attacher ses bretelles finisse par en oublier l'utilité du point de vue de la sécurité et s'habitue à une pratique qui est loin d'être idéale en la matière.

Mesures de sécurité antérieures

En 2001, le BST a adressé l'Avis de sécurité 625-A010006 à Transports Canada, l'informant que beaucoup de pilotes d'hélicoptère ne portaient que la ceinture sous-abdominale alors que les sièges du poste de pilotage étaient dotés de harnais quatre points. De plus, les pilotes volant par référence verticale ne serraient pas leur ceinture sous-abdominale. En réponse à cet avis, Transports Canada a déclaré que c'était aux usagers de se conformer à la réglementation, et au besoin, de demander l'approbation d'une configuration répondant à leurs contraintes opérationnelles.

---

4 J.W. Coltman, *Analysis of Rotorcraft Crash Dynamics for Development of Improved Crashworthiness Design Criteria*, DOT/FAA/CT-85/11, US FAA, 1985

En 2005, le BST a adressé une Lettre d'information à Transports Canada mentionnant les circonstances d'un autre accident d'hélicoptère presque mortel survenu lors d'un travail à l'élingue près de Bella Bella (C.-B.) (référence BST : 825-A05P0103). Cette lettre précisait qu'en dépit du Règlement de l'aviation canadien (RAC) et de l'Avis de sécurité de 2001, la pratique du travail à l'élingue sans bretelles de sécurité perdurait au Canada.

En réponse à cette lettre, Transports Canada a apporté les commentaires suivants :

- Si le dispositif de retenue du haut du corps est utilisé correctement et conformément au RAC, il offre la protection prévue en pareilles circonstances.

- C'est le type de travail effectué lors de ces accidents qui a conduit les pilotes à desserrer ou ôter des éléments de leur dispositif de retenue. Le RAC en vigueur (paragraphe 605.27 (3)) prévoit qu'au moins un pilote porte sa ceinture de sécurité en vol et, selon la définition de l'article 101.01 du RAC, celle-ci comprend les bretelles.

- Si un exploitant trouve que l'équipement de bord, dans ce cas-ci, les bretelles, est inapproprié au « travail à l'élingue par référence verticale », il doit savoir que Transports Canada dispose d'un processus bien établi pour évaluer et approuver des équipements d'aéronef supplémentaires.

- C'est à l'exploitant de se conformer à la réglementation et au besoin de demander l'approbation d'une configuration répondant à ses contraintes opérationnelles. Transports Canada continue à accueillir les initiatives des exploitants et des fabricants pour améliorer la sécurité du transport de charges externes par hélicoptère.

- Indépendamment du règlement actuel et des initiatives des exploitants, Transports Canada a entrepris un processus de recherche et de développement sur le sujet. Un projet a été soumis au Comité de recherche et de développement de l'Aviation civile afin d'étudier les dispositifs de retenue des pilotes travaillant par référence verticale. L'objectif est la mise au point d'un nouveau dispositif et la préparation d'une brochure d'éducation et de promotion de la sécurité pour ce genre de travail.

En avril 2006, Transports Canada a amorcé son projet de recherche et de développement sur les dispositifs de retenue VREL dans le but d'en communiquer les résultats afin qu'un nouveau dispositif puisse être fabriqué, homologué et mis à la disposition des exploitants canadiens.

En mai 2006, Transports Canada a appris qu'Alpine Aerotech Ltd. mettait au point un dispositif de retenue VREL, appelé Vertical Reference Seat Kit (VRSK), dispositif adapté au vol par référence verticale, permettant d'utiliser un siège d'hélicoptère ordinaire pour le travail par référence verticale tout en offrant la même sécurité que le harnais complet. En décembre 2006, après une évaluation de certification, Transports Canada a délivré le certificat de type supplémentaire (CTS) SH06-31 à Alpine Aerotech. Le VRSK a été homologué pour les Bell 205, 212 ainsi que 214B et B1.

Puisque la certification du VRSK répondait au problème de sécurité initialement visé, Transports Canada a reporté le projet et l'a gardé ouvert pour l'utiliser éventuellement sur d'autres modèles d'hélicoptère. Transports Canada réactivera le projet sur demande des exploitants, si le besoin s'en fait sentir pour d'autres types d'hélicoptères.

Politique de non-divulgation de renseignements vitaux de BHTI

En novembre 2007, pendant la présente enquête, la société BHTI a informé le BST qu'elle ne divulguait pas les données techniques ni les résultats des essais concernant les Bell 214B et B1, prétendant que la divulgation de données sur ces modèles était interdite en vertu des *International Traffic in Arms Regulations* (ITAR), règlement sur le trafic d'armes international édicté par le Département d'État des États-Unis. Pour de plus amples renseignements, voir l'article 22 du *Code of Federal Regulations* (règlements codifiés des États-Unis). BHTI a aussi refusé la divulgation de renseignements exclusifs non touchés par l'ITAR. Par conséquent, le BST a été privé de renseignements potentiellement vitaux pour la présente enquête et la validation d'éventuelles lacunes en matière de sécurité.

Dispositions des ITAR des États-Unis

Les dispositions législatives des ITAR sont formulées par le Département d'État et prévoient le contrôle de l'exportation et de l'importation de biens et services de la défense. Le règlement prévoit également un mécanisme de divulgation de certains renseignements soumis aux ITAR, sur demande soumise au Département d'État et sous réserve de son approbation.

Le BST a contacté le Département d'État à Washington (DC) afin de vérifier la possibilité d'obtenir certaines données concernant l'hélicoptère Bell 214B1 mis en cause dans cet accident. Même si le Bell 214B1 était soumis aux dispositions des ITAR, il était évident dans ces discussions que les renseignements désirés par le BST pour son enquête pouvaient être divulgués. L'approbation de la divulgation des renseignements était tributaire d'une demande formelle présentée par BHTI en qualité de fabricant d'origine. BHTI a choisi de ne pas faire cette demande.

Analyse

Les mesures prises par l'équipage n'ont aucunement contribué à l'accident. Le rejet du port des bretelles de sécurité, pratique courante dans le milieu, reste un sujet de préoccupation. Cette enquête s'est concentrée sur les problèmes de conception et de maintenance de la poutre de queue et des arbres de transmission.

D'après le comportement de l'hélicoptère en vol, les dommages à la cellule et à l'arbre du rotor de queue ainsi que les circonstances rapportées par les pilotes, il a été établi que l'arbre s'est rompu lorsque l'hélicoptère s'est mis en stationnaire au-dessus de l'aire de service. Les voyants d'alarme de basse pression d'huile se sont alors allumés, l'hélicoptère est parti en rotation rapide vers la droite et il y a eu perte de maîtrise en direction de l'appareil.

Suivi des composants du TRDS

L'absence d'un suivi rigoureux de l'arbre du TRDS qui s'est cassé n'a pas permis d'étudier avec précision ses antécédents. Toutefois, les arbres du TRDS sont des pièces soumises à une vérification selon état et à une évaluation permanente par un TEA qualifié, ce qui est une façon de faire acceptée dans le milieu.

Malgré l'évaluation initiale de BHTI selon laquelle l'arbre était défectueux à cause de la présence de piqûres, TWH l'a examiné et l'a jugé en état de navigabilité conformément aux instructions du manuel CR&O, sections 66-116D et 66-116E approuvé par BHTI et l'a utilisé par la suite sans problèmes. Le fait que l'arbre ait été utilisé pendant 4 ans en accumulant 3 300 heures de plus, confirme l'évaluation de navigabilité faite à l'époque par TWH. Il est intéressant de noter que pendant cette période, l'arbre a été inspecté sur le terrain par des TEA qualifiés au moins deux fois par jour de vol.

Faiblesse structurale de la poutre de queue – Effet des températures élevées

Les essais de température du BST ont montré que la poutre de queue était constamment exposée à des gaz d'échappement dont les températures allaient de 204 à 259 °C (400 à 499 °F). Selon une recherche métallurgique, une exposition répétée à ces températures altère les caractéristiques mécaniques des revêtements métalliques, entraînant une perte de rigidité et de résistance. La poutre de queue de l'appareil accidenté avait accumulé au moins 10 000 de vol, mais plus vraisemblablement 17 500 heures. Une exposition à ces températures élevées pendant une telle durée entraîne une réduction du coefficient d'élasticité sous fortes températures à seulement 30 à 40 p. cent de sa valeur nominale à la température ambiante. Cela représente une diminution importante de la résistance de la structure de la poutre de queue.

Plusieurs modifications visant à corriger les déformations de la structure et les contacts avec le TRDS dus à la chaleur, ont été apportées par BHTI sur des poutres de queue similaires. De plus, des hélicoptères militaires américains semblables ont fait l'objet de modifications structurales. Cela laisse penser que la poutre de queue des hélicoptères Bell 214B et B1 présente un défaut de conception intrinsèque. Il y a tout lieu de croire que la conception et la construction de la poutre de queue des versions civiles et militaires sont suffisamment similaires pour que la fatigue et les contraintes thermiques affectant les modèles militaires touchent aussi les modèles civils, indépendamment de la configuration mono ou bimoteur.

Déformation de la poutre de queue – Effet du levage répété de lourdes charges

Le transport répété de lourdes charges impose un nombre de cycles élevés à la limite structurale de l'hélicoptère et de ses composants. Les hélicoptères utilisés dans les opérations d'hélidébardage volent invariablement à la limite de la masse maximale, de la puissance moteur et du couple de transmission, ce qui impose de ce fait des contre-couples élevés à la poutre et au rotor de queue. La structure de la poutre de queue du Bell 214 présente la caractéristique de se vriller et de se tordre de façon visible à des puissances et des couples élevés. Sur le modèle Bell 214ST ayant une masse maximale supérieure, ces déformations ont entraîné des ruptures et étaient évidentes malgré les sollicitations à haut régime moins fréquentes. De plus, les modèles militaires similaires aux Bell 214B et B1 ont été victimes des mêmes problèmes de structure avec

des déformations de la poutre de queue. En raison des gauchissements et des torsions lors du levage de lourdes charges, le revêtement de la poutre de queue du Bell 214 se ride et s'ondule nettement sous l'effet d'un couple élevé sur le rotor de queue, ce qui peut se traduire par une déformation de ladite poutre et un contact avec le TRDS.

Affaiblissement progressif du TRDS

Les essais de température du BST n'ont pas permis de tirer des conclusions concernant les températures atteintes par le TRDS en cours de fonctionnement. Toutefois, la prépondérance des preuves physiques et métallurgiques indique que le segment du TRDS situé sous le jet des gaz d'échappement était constamment soumis à des températures suffisamment élevées pour faire diminuer la limite d'élasticité du métal au fil du temps. Cette diminution peut avoir engendré une réduction progressive de sa rigidité et de sa résistance aux vibrations, et elle a peut-être fini par contribuer à sa rupture.

Scénario de déformation et de rupture de la poutre de queue

L'arbre n° 3 est entré en contact avec le plat de la partie supérieure de la poutre de queue pendant le vol, conduisant à un affaiblissement rapide et à la rupture du TRDS. Le grondement entendu par les pilotes au début de la séquence de l'accident était dû au frottement de l'arbre contre le revêtement supérieur de la poutre de queue, à l'intérieur de la gaine du TRDS. À la lumière des problèmes de structure antérieurs des poutres de queue sur plusieurs modèles de Bell 214 similaires, le scénario qui explique le mieux comment le TRDS a touché la poutre de queue sur le C-FWQU est présenté dans les paragraphes ci-dessous.

Pour que l'arbre entre en contact avec la poutre de queue et laisse les marques observées, il a fallu qu'il se torde. Les examens et les analyses du Laboratoire technique montrent que l'arbre s'est tordu et s'est déformé et que ce genre de dommage ne peut survenir qu'avant la rupture. La raison pour laquelle l'arbre s'est tordu n'a pas été établie de façon concluante, mais la déformation de la poutre de queue semble avoir été un facteur important. La déformation de la poutre de queue peut aussi avoir entraîné un défaut d'alignement avec les attaches des paliers suspendus, faisant augmenter les forces exercées sur l'arbre. Il est donc probable que l'événement déclencheur a été la torsion et le gauchissement de la poutre de queue lors du dernier levage de lourdes charges, ce qui a réduit l'espace entre le TRDS et la poutre de queue et entraîné un contact de l'arbre en rotation causant le grondement.

L'arbre du TRDS a commencé à frotter contre le replat supérieur de la poutre et a perforé le revêtement. Des rayures profondes sont apparues sur l'arbre, lesquelles ont conduit à son affaiblissement rapide et à sa rupture éventuelle à l'endroit de la rayure la plus profonde. Le frottement de l'arbre contre le replat a été tellement intense que les rivets et le revêtement ont été rabotés, laissant des traces de fluage sur le métal des parties en contact. Les deux grosses entailles montraient des criques diagonales également caractéristiques du gauchissement de la poutre de queue à cet endroit. La déformation de la poutre de queue à ce stade de la séquence d'événements est confirmée par les multiples points de contact sur le replat supérieur.

En résumé, des déformations et un défaut d'alignement de l'arbre se sont combinés avec un gauchissement de la poutre de queue pour aboutir à un contact brutal de l'arbre avec le revêtement supérieur de la poutre de queue. Ce contact a créé des vibrations qui se sont amplifiées rapidement, faisant des entailles et des rayures profondes au point de rupture.

Il se peut également que le défaut d'équilibre de l'arbre en rotation ait induit des vibrations en résonnance allant en s'amplifiant, qu'il ait aggravé par la suite le frottement contre la poutre de queue et qu'il ait provoqué des dommages progressifs importants et une rupture brutale de l'arbre.

La poutre de queue du Bell 214 est sensible aux déformations et aux ruptures, comme le montrent les AD, ASB et autres modifications concernant la détection et la réparation du gauchissement et des criques de la poutre de queue.

Un autre scénario de rupture a été pris en considération : l'accident a été uniquement provoqué par la rupture de l'arbre n° 3. Dans ce scénario, la poutre de queue ne s'est pas tordue (sauf si et quand elle a subi une surcharge) et les gaz d'échappement n'ont eu aucun effet sur la métallurgie du revêtement de la queue. BHTI avait déclaré l'arbre défectueux et avait informé BTH en conséquence. Toutefois, l'arbre a ensuite été examiné par TWH, un atelier de service à la clientèle agréé par BHTI, qui l'a déclaré en état de navigabilité et l'a remis en service. Néanmoins, selon les preuves réunies en cours d'enquête et l'analyse subséquente de l'arbre (y compris le rapport du Laboratoire technique du BST), ce scénario n'a pas pu être corroboré.

Non-divulgation de renseignements par BHTI

Le refus, de la part de BHTI, de divulguer des données techniques et des résultats d'essai était fondé sur l'interprétation faite par cette entreprise des dispositions des ITAR du Département d'État des États-Unis. Toutefois, les ITAR s'appliquent essentiellement sur une base individuelle, le Département d'État tranchant en dernier ressort. Dans ce cas-ci, le BST a informé BHTI qu'il avait contacté le Département d'État et que ce dernier approuverait vraisemblablement la divulgation si BHTI présentait une demande aux fonctionnaires compétents du ministère à Washington. BHTI n'a pas fait cette demande et n'a divulgué aucun renseignement exclusif non touché par les ITAR.

De telles façons de procéder nuisent aux enquêtes et peuvent entraîner des retards dans la détection de lacunes en matière de sécurité et dans l'adoption de mesures de sécurité.

L'enquête a donné lieu au rapport de laboratoire suivant :

> LP 067/2007 – *Metallurgical Examination of Tail Boom and Driveshaft* (Examen métallurgique de la poutre et de l'arbre du rotor de queue).

Ce rapport est disponible sur demande auprès du Bureau de la sécurité des transports du Canada.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. La poutre de queue a été soumise à la chaleur intense des gaz d'échappement pendant toute sa durée de vie en service et, au fil du temps, des faiblesses structurales sont apparues dans certaines feuilles de son revêtement.

2. La réduction de la résistance et de la rigidité du revêtement de la poutre de queue aux endroits endommagés par la chaleur a vraisemblablement permis à la poutre de queue de se déformer de façon trop importance à haute puissance moteur.

3. L'arbre n° 3 du rotor de queue s'est rompu à la suite de profondes rayures causées par un important frottement contre la poutre de queue engendré par la déformation de cette dernière.

4. L'arbre n° 3 s'est également tordu en vol, ce qui a exacerbé l'intensité du frottement contre la poutre de queue déformée.

5. Si le commandant de bord avait porté le système de retenue du haut du corps disponible à bord (bretelles de sécurité), ses blessures auraient été moins graves.

Faits établis quant aux risques

1. L'absence d'un suivi documenté de l'utilisation de l'arbre du rotor de queue n'a pas permis de reconstituer les antécédents de cette pièce soumise à une vérification selon état pourtant essentielle au maintien de la navigabilité de l'hélicoptère.

2. Le vol par référence verticale exige la liberté de mouvement du haut du corps, éliminant de fait l'utilisation des bretelles de sécurité. Le pilote se trouve ainsi exposé à des blessures plus graves en cas d'impact au sol.

3. La majorité des hélicoptères ne sont pas conçus pour les techniques de vol par référence verticale, et la certification des opérations de transport de charges externes ne les prend pas en compte, ce qui augmente ainsi le risque de blessures en cas d'impact.

4. La non-divulgation de renseignements et d'essais techniques par les constructeurs nuit à l'établissement en temps opportun des causes d'un accident, en plus de priver les exploitants de renseignements vitaux et d'écarter tout risque de récidive.

Autre fait établi

1. Le casque de vol du pilote l'a protégé contre des blessures mortelles lors de l'impact. Au Canada, bon nombre d'exploitants d'hélicoptère incitent leurs pilotes à porter un casque, quel que soit le type d'exploitation.

Mesures de sécurité

Mesures prises

À la suite de l’enquête sur l’accident de ce Bell 214B1, Black Tusk Helicopters a volontairement choisi de remplacer les revêtements des poutres de queue de ses Bell 214B1 toutes les 5 000 heures de vol. De la même façon, Transwest Helicopters remplacera les revêtements de la poutre de queue de ses appareils toutes les 3 000 heures.

Le présent rapport met un terme à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) sur cet événement. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 11 juin 2009.